

AT-NO: JP406026799A jp_6_26799.txt
DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 06026799 A
TITLE: MISSILE
PUBN-DATE: February 4, 1994

INVENTOR-INFORMATION:
NAME
WATANABE, SHINICHIRO

ASSIGNEE-INFORMATION:
NAME
MITSUBISHI HEAVY IND LTD

COUNTRY
N/A

APPL-NO: JP04179734
APPL-DATE: July 7, 1992

INT-CL (IPC): F42B010/64, B64C009/08, B64C013/18, F42B010/26
US-CL-CURRENT: 244/3.23

ABSTRACT:

PURPOSE: To prevent a decrease in an accuracy of a measuring instrument due to a rolling motion and to rapidly turn a missile by bringing a direction of a lift of a main wing into coincidence with a predetermined turning acceleration direction without rolling a body at the time of turning the missile.

CONSTITUTION: The missile comprises a main wing supporting cylinder 3 attached to bodies 1a, 1b rotatable around a body axis 5, a plurality of main wings 2 attached to the cylinder 3, and means for rotating the cylinder 3 around the axis 5. Only the wings 2 and the cylinder 3 are rotated around the axis without rotating the bodies at the time of turning the missile.

COPYRIGHT: (C)1994, JPO&Japio

(2)

特開平6-26799

1

【特許請求の範囲】

【請求項1】 機軸まわりに回転可能に胴体に取り付けられた主翼支持筒、副主翼支持筒に取り付けられた複数の主翼、及び前記主翼支持筒を機軸まわりに回転させる手段を備えたことを特徴とする飛しょう体。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、旋回時にバンクを要する飛しょう体に関する。

【0002】

【従来の技術】 従来の旋回時にバンクを要する飛しょう体においては、図7に示すように、旋回初動時に、胴体1に取り付けられ複数の主翼2（図示の場合は反対方向へ延びる2枚の主翼）によって発生する揚力方向6が所要旋回加速度方向7と一致する（図7（b）参照）ように機体全体がロール運動16を行って、飛しょう体をバンクした状態にする必要がある。なお、図7中4は胴体1の後部に十字型に設けられた尾翼である。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】 前記の従来の飛しょう体では、旋回初動時に機体全体がロール運動を行うため、下記の問題が発生する。

（1）胴体に固定された計測機器のロール運動により、計測精度が悪化する。また、それを防ぐためにロールレートに上限がきて、俊敏な旋回を行うことができない。

（2）飛しょう体全体がロール運動を行うために、慣性モーメントが大きく、ロール応答性が低くなり、俊敏な旋回を行うことができない。

【0004】 本発明は、以上の問題点を解決することができる飛しょう体を提供しようとするものである。

【0005】

【課題を解決するための手段】 本発明の飛しょう体は、機軸まわりに回転可能に胴体に取り付けられた主翼支持筒、副主翼支持筒に取り付けられた複数の主翼、及び前記主翼支持筒を機軸まわりに回転させる手段を備えたことを特徴とする。

【0006】

【作用】 本発明では、飛しょう体が旋回を行う時には、主翼支持筒が主翼と共に機軸まわりに回転運動（ロール運動）を行うことにより主翼の揚力方向と所要旋回加速度方向とを一致させる。従って、胴体に固定された計測機器のロール運動がなくなると共に、胴体が機軸まわりに回転することがなく、胴体分の慣性モーメントが減少する。

【0007】

【実施例】 本発明の第1の実施例を、図1ないし図5によって説明する。飛しょう体は円筒形の胴体1を有し、その前部胴体1aと後部胴体1bの間には、飛しょう体の機軸5まわりに回転可能に円筒形の主翼支持筒3が配置され、主翼支持筒3には互いに反対方向へ延びる2枚の

2

主翼2が取り付けられ、各主翼2の後縁部にはエルロン11が設けられている。

【0008】 主翼支持筒3内には、スワッシュプレート10が配置され、同スワッシュプレート10は環状の前プレート10aと同前プレート10aにベアリング10cを介して回転自在に接する環状の後プレート10bを備えている。前記後プレート10bの外周に設けられた複数の突起20は、主翼支持筒3の内周の対応する複数の環状溝24内に挿入されて両者が互いに係合して、スワッシュプレート10は主翼支持筒3内で飛しょう体1の機軸5の方向に移動可能であり、また、スワッシュプレート10の後プレート10bは機軸5まわりには主翼支持筒3と共に回転を行うようになっている。

【0009】 前記前部胴体1aの後部にはサーボ装置9が配置され、機軸5方向後方へ向って延びるそのロッド9aは、スワッシュプレート10の前プレート10aの直径方向両側の位置に取り付けられた2本のロッド9bに接続されている。

【0010】 スワッシュプレート10の後プレート10bの直径方向両側の位置には後方へ突出する二枚の座板21が設けられ、各座板21には後方へ延びるレバー22の前端が枢着され、同レバー22の後端はエルロン11のヒンジライン上の軸11aを介してエルロン11に固定されたレバー23の上端に枢着されている。前記エルロン11に固定されたレバー23は、図2において、手前にある左側のエルロン11のレバー23は上方へ向うように配置され、後方にある右側のエルロン11のレバー23は下方へ向うように配置されている。従って、スワッシュプレート1が機軸5の方向へ移動する時に、エルロン11はレバー22、23によって形成されるリンク機構によって、そのヒンジライン11aまわりに図2中矢印13に示すように回転して舵角をとることができ、かつ、左側のエルロン11と右側のエルロン11の後縁は互いに上下方向逆方向へ移動するようになっている。なお、4は後部胴体1bの後端部に設けられた尾翼である。

【0011】 以上のように構成された本実施例では、サーボ装置9のロッド9aが図2中矢印12に示すように機軸5の方向へ移動すると、これに伴って、スワッシュプレート10が機軸5の方向へ移動する。これによって、レバー22、23よりなるリンク機構を介して、主翼2のエルロン11が舵角をとる。また、左側の主翼2のエルロン11の後縁と右側の主翼2のエルロン11の後縁は、互いに上下方向逆方向へ移動する。

【0012】 このエルロン11の操作によって、主翼2においては空力的なローリングモーメントが発生する。これによって、スワッシュプレート10の後プレート11bの突起20に溝24を介して係合する主翼支持筒3は、機軸5のまわりに回転し、これに伴って主翼2は機

50

(3)

特開平6-26799

3

軸5のまわりに、図5(b)中矢印8で示すように回転する。

【0013】以上のように、本実施例では、主翼支持筒3を機軸5まわりに回転することによって主翼2が機軸5まわりに回転し、図5に示すように、主翼2の揚力方向6を所要旋回加速度方向7と一致させ、飛しょう体1が旋回を行う。しかも、この場合主翼支持筒3が主翼2を伴って機軸5まわりに回転し、機体の他の部分は回転することがない。従って、胴体に固定された計測機器がロール運動することがないために、計測精度が悪化することがない。また、前記主翼支持筒3と主翼2のみが回転するにすぎないため、慣性モーメントを小さくして飛しょう体のロール応答性を高めて俊敏な旋回を行うことができる。

【0014】本発明の第2の実施例を、図6によって説明する。本実施例は、飛しょう体の前部胴体1aと後部胴体1bの間に飛しょう体の機軸まわりに回転可能に配置され主翼2を支持する主翼支持筒3を設け、同主翼支持筒3の内周に設けられた歯車15aを、前記胴体1aの後部に設けられたサーボ装置14で回転する歯車15bと噛み合わせ、サーボ装置14によって主翼支持筒3を飛しょう体の機軸まわりに回転させるようにしたものである。

【0015】本実施例においても、前記第1の実施例と同様な作用及び効果を奏することができる。

【0016】なお、前記実施例は2枚の主翼を備えているが、本発明は、3枚以上の主翼を飛しょう体に適用することができ、また尾翼のない全翼式の飛しょう体に適用することもできる。

【0017】

【発明の効果】本発明は、特許請求の範囲に記載された構成を備えており、飛しょう体の旋回時に主翼及び主翼支持筒のみを機軸まわりに回転させて主翼の揚力方向と所要旋回加速度方向とを一致させるようにしているために、下記の効果を生ずる。

(1) 胴体に固定された計測機器のロール運動がなくなるので、計測精度が向上する。また、従来この精度との関係上低く押さえられていたロールレートを大きくとることが可能となるので、飛しょう体のより俊敏な旋回が実現される。

4

(2) 飛しょう体の旋回に当って胴体分の慣性モーメントが減少できるので、ロール応答性が向上し、飛しょう体のより俊敏な旋回が実現される。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の第1の実施例の装置配置図である。

【図2】同第1の実施例の操縦系統の説明図である。

【図3】同第1の実施例の主翼支持筒と主翼の部分とを1部破断して示す斜視図である。

【図4】同第1の実施例の主翼支持筒とスワッシュプレートの後プレートの説明図である。

【図5】同第1の実施例の旋回初動時の模式図で、図5(a)は旋回前の状態、図5(b)は旋回に入り主翼の揚力方向と所要旋回加速度方向が一致した状態を示す。

【図6】本発明の第2の実施例の1部を破断して示す斜視図である。

【図7】従来の飛しょう体の旋回初動時の模式図であり、図7(a)は旋回前の状態、図7(b)に旋回に入り主翼の揚力方向と所要旋回加速度方向が一致した状態を示す。

20 【符号の説明】

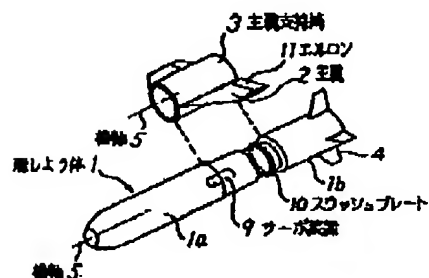
1	胴体
1a	前部胴体
1b	後部胴体
2	主翼
3	主翼支持筒
4	尾翼
5	機軸
6	揚力方向
7	所要旋回加速度方向
9	サーボ装置
9a, 9b	ロッド
10	スワッシュプレート
10a	スワッシュプレートの前プレート
10b	スワッシュプレートの後プレート
11	エルロン
14	サーボ装置
15a, 15b	歯車
20	突起
22, 23	レバー

40

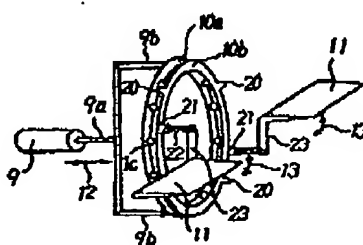
(4)

特開平6-26799

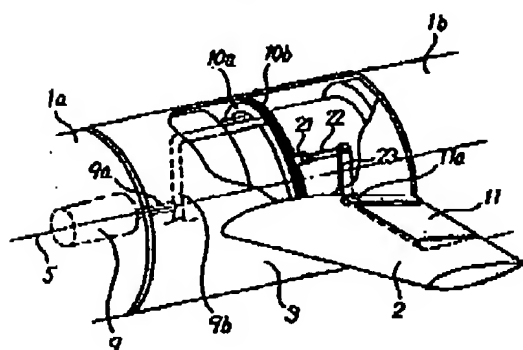
【図1】



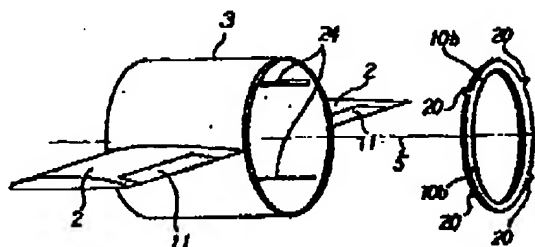
【図2】



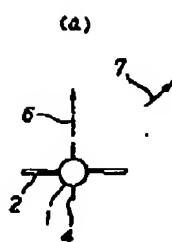
【図3】



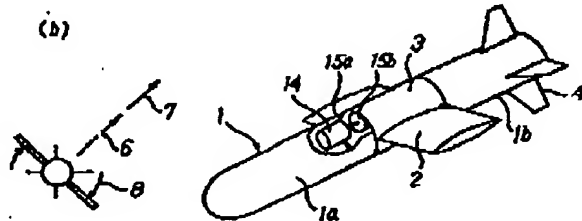
【図4】



【図5】



【図6】



【図7】

